

## PRACE BADAWCZE I ROZWOJOWE NAD DEMONSTRATOREM TECHNOLOGII RAKIETOWEGO SILNIKA HYBRYDOWEGO, WYKORZYSTUJĄCEGO 98% NADTLENEK WODORU JAKO UTLENIACZ

PAWEŁ SURMACZ, GRZEGORZ RARATA

*Institu t Lotnictwa, Centrum Technologii Kosmicznych*

### Streszczenie

*Prezentowana praca jest częścią Programu Rozwojowego Rakietowych Silników Hybrydowych, rozpoczętego w Instytucie Lotnictwa w 2012 roku. W ramach bieżącego projektu został wykonany i zbadany demonstrator technologii raki etowego silnika hybrydowego o ciągu 100÷140 N. Stałym paliwem, wykonywanym w Laboratorium Materiałów Pędnych (formowanym i kondycjonowanym), jest HTPB – polibutadien, zakończony grupami hydroksylowymi. Utleniaczem jest nad tlenek wodoru, zatężany do 98% i oczyszczany również na miejscu, tak aby spełniał wymogi klasy HTP. Katalizator rozkładu nad tlenku wodoru zamienia ciekły materiał pędny w mieszaninę gorących (o temperaturze, dochodzącej do 930°C) gazów: pary wodnej i tlenu. Reaktor katalityczny, zastosowany przed komorą spalania silnika, pozwala na wyeliminowanie urządzenia zapłonowego. Produkty rozkładu HTP – gorący gaz, zawierający 47% masowych tlenu – powoduje samoczynny zapłon ziarna paliwa.*

*Praca prezentuje wyniki pomiarów ciągu silnika oraz ciśnienia na granicy komory katalitycznej i komory spalania, wykonywanych podczas kilkunastosekundowych doświadczeń pracy silnika. Na podstawie wykresów oraz nagrań wideo jest oceniany czas opóźnienia zapłonu w silniku.*

Słowa kluczowe: *Nadtlenek wodoru, HTPB, katalizatory rozkładu  $H_2O_2$ , zapłon, raki etowy silnik hybrydowy.*

### WPROWADZENIE

W Instytucie Lotnictwa od 2007 roku są prowadzone prace badawcze i rozwojowe nad napędami raki etowymi, wykorzystującymi ekologiczne materiały pędne. Analizy wykazały, że optymalny – ze względu na szeroki zakres możliwości zastosowania, osiągi oraz względnie wysokie bezpieczeństwo – jest wysoko stężony nad tlenek wodoru (klasy HTP – High Test Peroxide, o stężeniu co najmniej 87%). Jako substancja, szeroko wykorzystywana w przemyśle, nad tlenek wodoru jest łatwo dostępny w Polsce w stężeniach tylko do 60%. W Europie jest możliwość pozyskania tego medium w stężeniach 87,5 oraz 90%, przy czym „zaporowa” cena dla detalicznych odbiorców skutecznie zniechęca do zakupu. Ponadto, oferowane w Europie

roztwory nadtlenu wodoru są silnie stabilizowane związkami fosforu, które negatywnie wpływają na trwałość kanalizatorów jego rozkładu. Oczyszczanie tych produktów wymaga posiadania własnego laboratorium, wyposażonego w specjalną, szklaną aparaturę chemiczną.

W 2011 roku w Instytucie Lotnictwa powstało Laboratorium Materiałów Pędnych, którego pierwszym głównym zadaniem stało się doświadczalne zweryfikowanie teoretycznych założeń, dotyczących metody zateżania i oczyszczania dostępnych w Polsce 60% roztworów  $H_2O_2$ . W warunkach laboratoryjnych, w procesie próżniowej destylacji frakcyjnej, początkowo uzyskano 90% roztwór, który po oczyszczeniu w rotacyjnej wyparce próżniowej spełniał normę MIL-PRF-16005F. Następnie otrzymano roztwór 98% (najwyższa klasa stężenia). W zależności od warunków procesu, uzyskiwano nawet 99,9% nadtlenu wodoru o wysokiej czystości. Zmodernizowana wersja aparatury pozwoliła na prowadzenie pełnego procesu preparatyki HTP (składającego się z dwóch etapów procesowych: zateżania i oczyszczania, wykonywanych początkowo w osobnych zestawach aparatury) w jednym urządzeniu. Dokonano zgłoszenia wynalazku do Urzędu Patentowego RP oraz European Patent Office. Ponadto, metoda preparatyki HTP, opracowana w Instytucie Lotnictwa, jest aktualnie wdrażana do produkcji przez jednostkę przemysłową.

Rakietowy silnik hybrydowy łączy zalety dwóch klasycznych systemów: na ciekły i stały materiał pędny. Jest przy tym znacznie prostszy w budowie (przez to tańszy) od silników na materiał ciekły, a także bezpieczniejszy i bardziej funkcjonalny od napędów rakietowych na stały materiał pędny. Zastosowanie tego typu napędu jest brane pod uwagę nie tylko w raketach nośnych, ale również w pojazdach kosmicznych: satelitach i lądownikach. Do wymagań, stawianych napędom kosmicznym, należy zdolność do ich wielokrotnego uruchomienia oraz możliwość sterowania siłą ciągu. Ponadto zastosowane materiały pędne muszą być łatwo przechowywalne w warunkach, panujących w przestrzeni kosmicznej. Konstruktorzy silników hybrydowych muszą ponadto zmierzyć się z cechami tego typu napędów, zwłaszcza takimi jak: mały stosunek ciągu do ciężaru własnego oraz niestabilność procesu spalania, charakteryzująca się pulsacjami ciśnienia o niskiej częstotliwości i wysokiej amplitudzie. Zgodnie z (Sutton & Biblarz, 2001), prawidłowo zaprojektowany silnik hybrydowy powinien ograniczać niestabilność spalania do 2÷3% wielkości średniego ciśnienia w komorze.

## PROJEKT SILNIKA HYBRYDOWEGO

### Najważniejsze założenia

Podstawowym założeniem dla projektu silnika hybrydowego była wartość siły ciągu 100 N, uzyskiwana przy ciśnieniu w komorze spalania, równym 1 MPa. Poprzez niewielkie zmiany, takie jak geometria dyszy wylotowej oraz ciśnienie zasilania utleniacza, można modyfikować wartość siły ciągu silnika. Materiałami pędnymi, wybranymi we wstępnym etapie projektowania silnika, były: 98% nadtlenu wodoru o wysokiej czystości (utleniacz) oraz HTPB (paliwo) – syntetyczna guma, stosowana jako lepiszcze w wysokoenergetycznych stałych kompozytowych materiałach pędnym. Skład, rozumiany przez stosunek masowych wydatków przepływu utleniacza do paliwa, określono za pomocą programu CEA – Chemical Equilibrium with Applications (Gordon & McBride, 1994). Optymalny – ze względu na impuls właściwy – stosunek wydatków utleniacza do paliwa wynosi 5,5. Ponadto program CEA pozwolił na obliczenie impulsu właściwego dla warunków rozprężania, jakie mają zastosowanie przy pracach doświadczalnych (rozprężanie do ciśnienia atmosferycznego). Teoretyczna wartość impulsu właściwego dla tych warunków jest równa 2080 m/s. Biorąc pod uwagę ogólną sprawność silnika na poziomie 80%, uwzględniającą straty w procesach: spalania i rozprężania, przyjęta do projektowania wartość impulsu właściwego wynosi 1 660 m/s. Obliczone wartości masowych natężeń przepływu utleniacza i paliwa wynoszą odpowiednio: 49,9 g/s oraz 9,1 g/s.

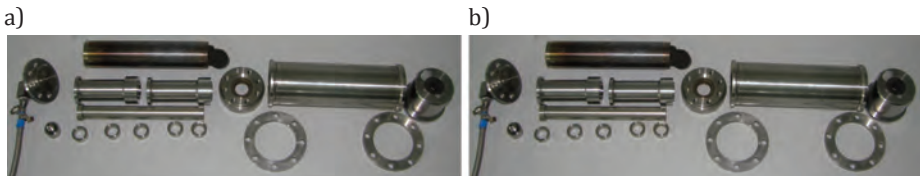
### Projekt komory katalitycznej

Dla każdego urządzenia napędowego, wykorzystującego nadtlenek wodoru (zarówno jako utleniacz jak również jednoskładnikowy materiał pędny) podstawowym i jednocześnie krytycznym zespołem jest komora katalityczna. W przypadku raketowych silników hybrydowych sprawność procesu rozkładu  $H_2O_2$  ma zasadnicze znaczenie dla szybkości osiągania zapłonu paliwa. Mechanizm działania samoczynnego zapłonu dla silnika w konfiguracji HTP/HTPB jest następujący: gorąca mieszanina pary wodnej i tlenu, uzyskana w procesie rozkładu HTP, przepływając przez kanał pierścieniowo ukształtowanego, paliwa ogrzewa je do temperatury, przy której zachodzi jego piroliza. Odparowane paliwo zapala się w kontakcie z gorącym tlenem. 98% nadtlenek wodoru w procesie całkowitego rozkładu wydziela 2,8 MJ/kg ciepła, które rozgrzewa produkty rozkładu do temperatury 937°C (Gordon & McBride, 1994).

Zgodnie z (Caro, Bellerby, & Kronfli, 2006), termiczny rozkład HTPB, będący warunkiem do zaistnienia płomienia, rozpoczyna się w temperaturze ponad 380°C. Zatem samoczynny zapłon HTPB w kontakcie z produktami rozkładu 98% nadtlenu wodoru, w układzie silnika hybrydowego, wydaje się być zjawiskiem oczywistym. W praktyce, ze względu na specyfikę procesu, jakim jest katalityczny rozkład nadtlenu wodoru, zaistnienie samoczynnego zapłonu stałego paliwa oraz czasu jego opóźnienia, zależy od wielu szczegółów. Krytycznym czynnikiem jest sam katalizator (nośnik, faza aktywna, promotory) oraz jego ilość, w stosunku do masowego natężenia przepływu nadtlenu wodoru. Istotna jest również geometria łoża katalitycznego.

Początkowa faza procesu katalitycznego rozkładu nadtlenu wodoru jest zjawiskiem niestacjonarnym, bowiem, zgodnie z (Rockedyne, 1967), szybkość reakcji katalitycznych zależy od ciśnienia i temperatury. Nadtlenek wodoru w postaci cieczy, w temperaturze otoczenia, jest wtryskiwany do komory katalitycznej. W wyniku kontaktu cieczy z fazą aktywną katalizatora, pokrywającą nośnik o rozwiniętym polu powierzchni, następuje egzotermiczna reakcja rozkładu nadtlenu wodoru, powodująca wzrost temperatury zarówno produktów reakcji, jak również samego katalizatora. Dławienie przepływu na końcu komory katalitycznej wpływa na wzrost ciśnienia w jej wnętrzu. Zatem optymalne warunki rozkładu HTP są osiągane po pewnym czasie, który jest zależny od: początkowej temperatury cieczy i katalizatora, spadku ciśnienia w łożu, zastosowanego katalizatora i jego ilości oraz obciążenia łoża (masowego natężenia przepływu czynnika na jednostkę pola powierzchni przekroju poprzecznego łoża).

Projektowanie geometrii łoża katalitycznego powinno opierać się o dane doświadczalne dla konkretnego rodzaju katalizatora. Zastosowane w silniku hybrydowym materiały nie były wcześniej zbadane, stąd też konieczne jest zaprojektowanie komory katalitycznej w układzie modułowym, z zachowaniem możliwości zmiany długości łoża. Zaprojektowano dwa segmenty o średnicy 35 mm i długości 100 mm, pokazane na rys. 1a oraz segment o długości 200 mm, widoczny na rys. 1a, b.



Rys. 1. Raketowy silnik hybrydowy – demonstrator technologii: a) komponenty, b) zestawienie z komorą katalityczną o długości 200 mm

W późniejszych doświadczeniach, zwłaszcza w użyciu zaawansowanych katalizatorów na nośnikach ceramicznych, oraz w oparciu o wyniki wstępnych badań, użyto również innych

konfiguracji komór katalitycznych, przedstawionych na rys. 2. Zaprojektowano i wykonano doświadczalne łożo, chłodzone regeneracyjnie ciekłym nadtlenkiem wodoru (rys. 2a). Inne konfiguracje – o długościach 120 mm i 50 mm – zostały zaprojektowane i wykonane na podstawie wyników doświadczeń z różnymi katalizatorami.



Rys. 2. Różne konfiguracje komór katalitycznych o długościach: a) 100 mm z płaszczem chłodzącym, b) 120 mm, c) 50 mm

### Komora spalania i dysza

Geometria ziarna stałego paliwa (która determinuje wymiary komory spalania silnika hybrydowego), jest określana indywidualnie dla każdego silnika i zależy od takich czynników, jak: zastosowane materiały pędne (których konfiguracja określa współczynniki balistyczne dla prawa regresji), ciąg oraz czas działania silnika. Przekrój poprzeczny wewnętrznego kanału ziarna stałego paliwa może mieć różne kształty: koło, gwiazda, itp. Blok paliwa może być jedno- lub wielokanałowy. W projekcie wykorzystano najprostszy przypadek – kanał kołowy – który pozwala na łatwą ocenę wartości średniej prędkości spalania paliwa poprzez pomiary geometryczne przed i po wykonaniu doświadczenia.

Formuła 1 przedstawia uproszczoną zależność, opisującą prawo regresji stałego paliwa w silniku hybrydowym (Zilliac & Karabeyoglu, 2006). Model ten został wykorzystany do obliczenia wymiarów geometrycznych bloku paliwa: średnicy zewnętrznej, średnicy wewnętrznej oraz długości. Wymiary są równe odpowiednio: 50 mm, 30 mm oraz 160 mm. Średnica wewnętrzna komory spalania jest powiększona, w stosunku do średnicy zewnętrznej ziarna paliwa, o podwójną grubość ściany izolacji termicznej, wykonanej z kompozytu papierowo-fenolowego. Pomiędzy stałym paliwem i dyszą jest komora dopalania, która wydłuża komorę spalania do 230 mm.

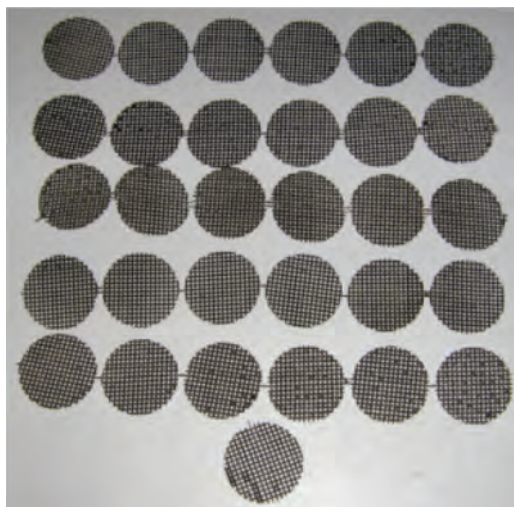
$$\dot{r} = aG^n x^m \quad (1)$$

gdzie:  $\dot{r}$  – szybkość regresji stałego paliwa,  $G$  – masowy wydatek przepływu utleniacza odniesiony do pola powierzchni przekroju poprzecznego wewnętrznego kanału,  $x$  – pozycja osiowa,  $a$ ,  $n$ ,  $m$  – współczynniki balistyczne.

Dysza, zaprojektowana na stosunek ciśnień, równy 10 (stosunek pól powierzchni dyszy wynosi 2,4), została wykonana z grafitu elektrodowego.

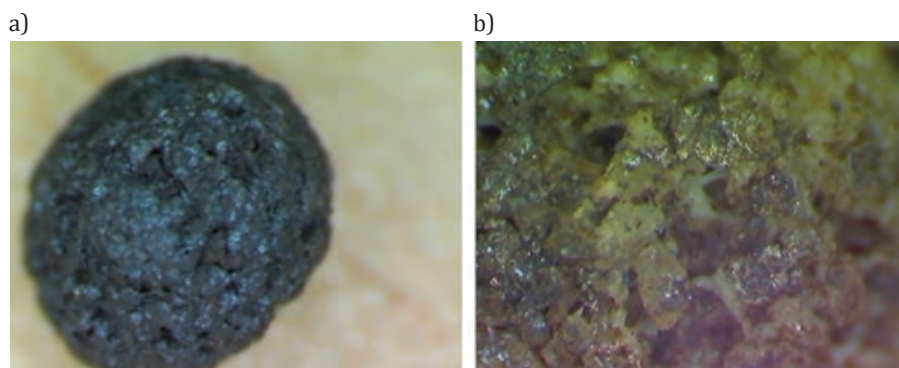
### KATALIZATORY ROZKŁADU NADTLENKU WODORU

W celu wykonania wstępnych badań silnika hybrydowego zakupiono katalizator na nośniku stalowo-ceramicznym (w postaci siatki) z platyną jako fazą aktywną. Katalizator ten (rys. 3) został opracowany przez szwedzką firmę Catator, specjalnie do rozkładu nadtlenku wodoru o stężeniu ponad 90%.



Rys. 3. Katalizator na nośniku siatkowym, wyprodukowany przez Catator

Zbudowanie stanowiska do preparatyki własnych katalizatorów w ramach projektu, finansowanego przez Europejską Agencję Kosmiczną (program PECS) oraz zakup niezbędnych materiałów, pozwoliło na rozszerzenie zakresu badań silnika hybrydowego o zastosowanie katalizatorów na nośnikach ceramicznych  $\text{Al}_2\text{O}_3$ , z tlenkami manganu jako fazą aktywną (rys. 4), domieszkowanymi dodatkowo tlenkami żelaza, kobaltu, chromu oraz promowanymi tlenkiem samaru.



Rys. 4. a) Pojedyncza granulka katalizatora o średnicy 3 mm z fazą aktywną  $\text{Mn}_x\text{O}_y$  w 50-krotnym powiększeniu, b) struktura powierzchni katalizatora w 250-krotnym powiększeniu

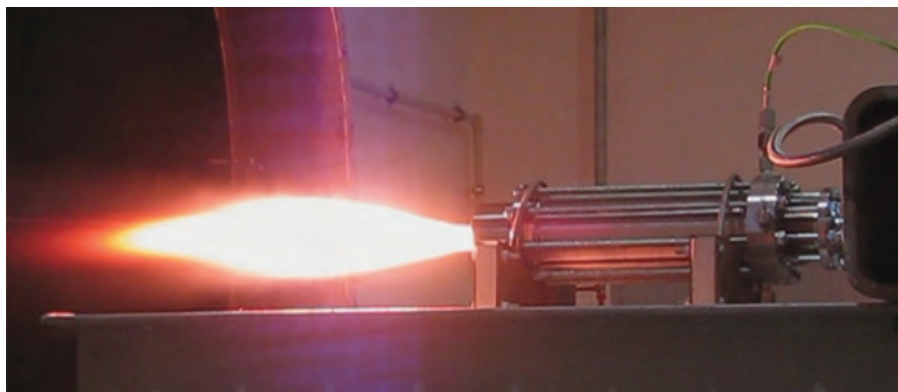
## WYNIKI DOŚWIADCZEŃ

Badania rakietowego silnika hybrydowego przeprowadzono w Laboratorium Testów Silników Rakietowych Instytutu Lotnictwa. Łącznie dokonano ponad 20 pełnych testów, przy ciśnieniu zasilania 12 oraz 14 bar oraz przy zastosowaniu różnych katalizatorów i różnych konfiguracji komór katalitycznych. Testy były wykonywane w temperaturze otoczenia w zakresie  $10\div 15^\circ\text{C}$ . Przed każdym doświadczeniem zbiornik HTP był napełniony  $600\text{ cm}^3$  (860 g) 98% nadtlenu wodoru. Ze względu na silne własności utleniające  $\text{H}_2\text{O}_2$  oraz jego podatność na rozkład w kontakcie z wieloma materiałami konstrukcyjnymi (np. stopami miedzi, żelaza), cały



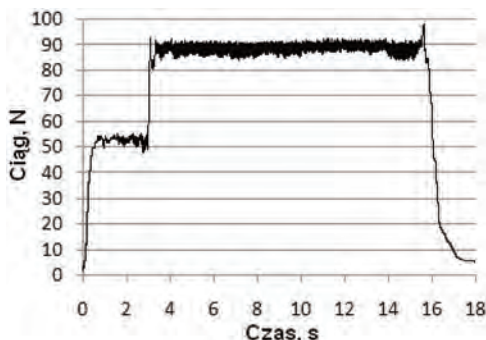
system nadciśnieniowego nasilenia został wykonany ze stali nierdzewnych 304 oraz 316, z uszczelnieniami z PTFE. Procedura napełniania zbiornika testowego była każdorazowo przeprowadzana zdalnie, z pomieszczenia sterowni.

Przebieg prób był rejestrowany kamerą wideo. Rys. 5 przedstawia kadr nagrania jednego z testów silnika. Mierzonymi parametrami pracy silnika były: siła ciągu, ciśnienie i temperatura na granicy komór: katalitycznej i spalania. Do pomiaru siły ciągu użyto czujnika tenzometrycznego Megatron KMB52 K 500N. Ciśnienie mierzono czujnikiem Keller PA-21PY o zakresie 0÷40 bar. Termopara Czaki TP-216 o zakresie do 1 100°C została wykorzystana do pomiaru temperatury. Jednak ze względu na znaczne opóźnienie czasu zapisu, w stosunku do czasu rzeczywistego przebiegu procesu (spowodowane zastosowanym osprzętem, zakupionym w zestawie z termoparą) wyniki pomiaru temperatury dają jedynie wiarygodną informację o maksymalnej wartości temperatury produktów rozkładu. Stąd też dane te nie zostały przedstawione w prezentacji wyników.



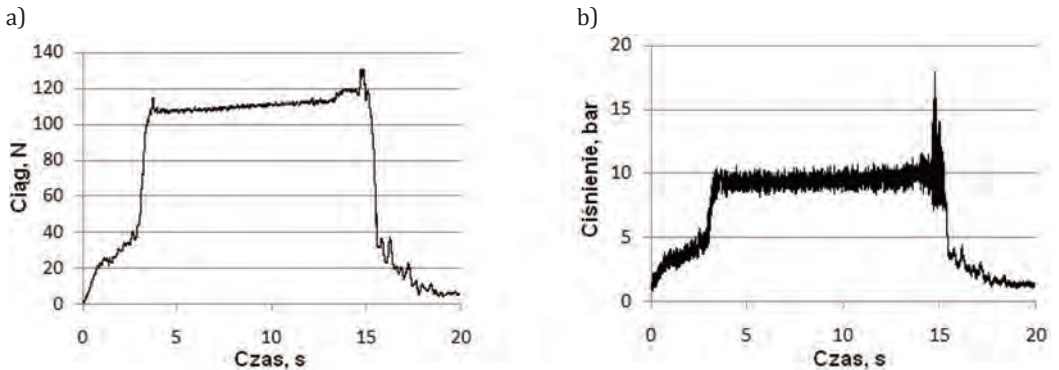
Rys. 5. Rakietowy silnik hybrydowy w czasie testu

Na rys. 6 przedstawiono wykres ciągu silnika hybrydowego uzyskany podczas jednego z pierwszych doświadczeń. Wykorzystano komorę katalityczną o długości 200 mm, wypełnioną katalizatorem stalowo-ceramicznym z platyną, jako fazą aktywną. Po 0,3 s silnik osiągnął względnie stały ciąg generowany praktycznie tylko przez produkty rozkładu nadtlenu wodoru. Samoczynny zapłon nastąpił po upływie 3,3 s od otwarcia głównego zaworu utleniacza. Silnik uzyskał 90% założonej wartości siły ciągu.



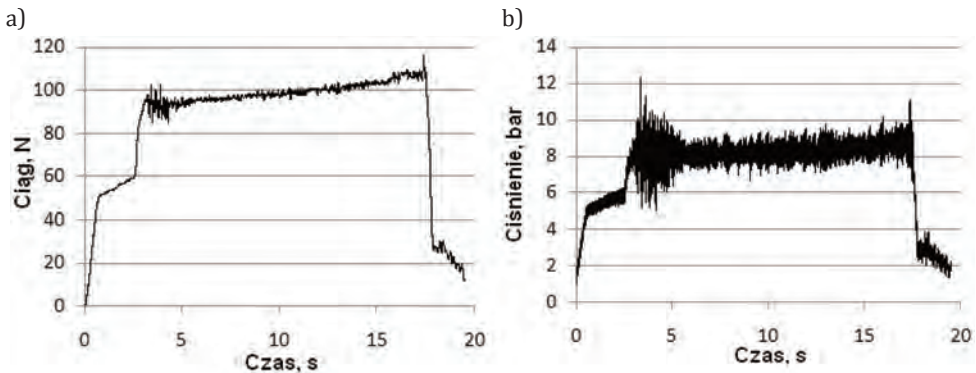
Rys. 6. Wykres ciągu silnika hybrydowego w funkcji czasu w konfiguracji z 200 mm komorą katalityczną, katalizator stalowo-ceramiczno-platynowy

Na rys. 7 pokazano wyniki doświadczenia z zastosowaniem tego samego katalizatora oraz łoża katalitycznego o długości 100 mm, chłodzonego regeneracyjnie utleniaczem. Charakterystyczne, w porównaniu do poprzedniego przypadku, jest ciągłe narastanie ciśnienia w komorze katalitycznej do momentu zapłonu. Czas opóźnienia zapłonu w tym przypadku wynosi 3,2 s, natomiast średnia wartość siły ciągu jest równa 110 N.



Rys. 7. 100 mm komora katalityczna, chłodzona regeneracyjnie, katalizator stalowo-ceramiczno-platynowy: a) ciąg, b) ciśnienie w komorze

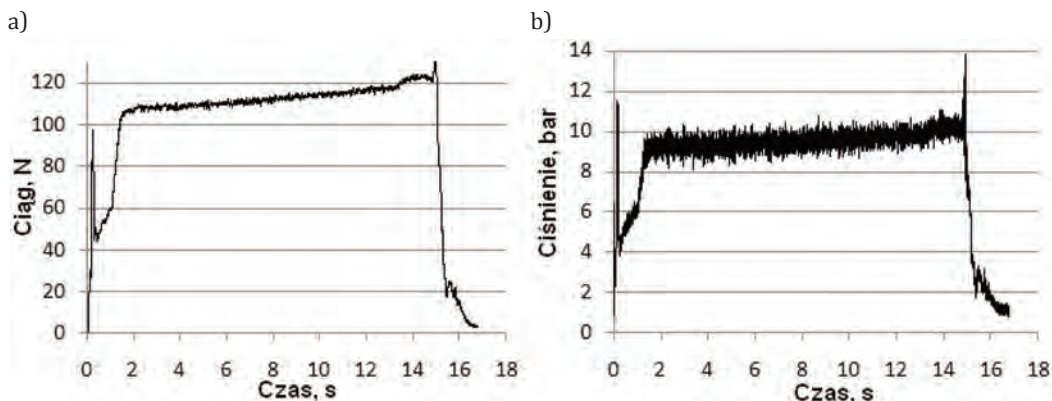
Kolejne doświadczenie wykonano z użyciem komory katalitycznej o długości 200 mm, przy czym połowa jej objętości została wypełniona katalizatorem w postaci granulek  $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{Mn}_x\text{O}_y$ , oraz połowa – siatkami firmy Catator. Zapłon nastąpił po 2,5 s od otwarcia zaworu utleniacza. Silnik uzyskał średnią wartość siły ciągu, równa 100 N (wartość projektowana). Po krótkim czasie niestabilnej pracy tuż po zapłonie, trwającym 1,5 s, silnik działał stabilnie do momentu odcięcia dopływu utleniacza.



Rys. 8. 200 mm komora katalityczna, 50% katalizator stalowo-ceramiczno-platynowy, 50%  $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{Mn}_x\text{O}_y$ : a) ciąg, b) ciśnienie w komorze

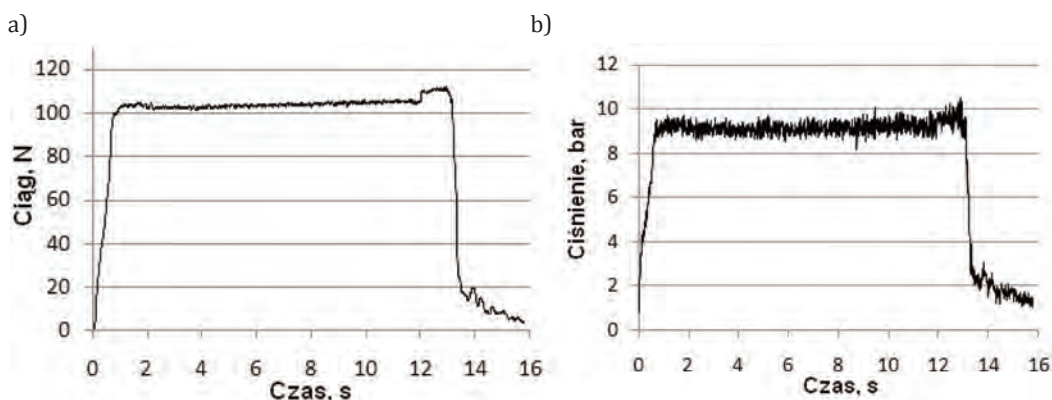
Kolejny test, którego wyniki pokazano na rys. 9, został przeprowadzony z użyciem komory katalitycznej o długości 120 mm, z przewagą katalizatora na nośnikach ceramicznych, zaimpregnowanych tlenkami manganu oraz tlenkami żelaza (80% objętości komory). Pomimo krótszego czasu przebywania nadtlenu wodoru w komorze katalitycznej, w porównaniu do poprzedniego doświadczenia, zauważalna jest poprawa osiągniętych, zarówno łoża, jak również

całego silnika. Czas opóźnienia zapłonu wyniósł w tym przypadku 1,5 s. Podczas fazy spalania można zauważyć stabilny przebieg parametrów pracy silnika: ciągu i ciśnienia na końcu łoża katalitycznego (amplituda ciśnienia o wysokiej częstotliwości, zauważalna na rys. 9b jest spowodowana błędem odczytu czujnika ciśnienia, co można zaobserwować również bez obciążenia, przed i po zakończeniu testu).



Rys. 9. 120 mm komora katalityczna, 20% siatek stalowo-ceramiczno-platynowych, 80% granulek  $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{Mn}_x\text{O}_y + \text{Fe}$ : a) ciąg, b) ciśnienie

Następne doświadczenie polegało na skróceniu komory katalitycznej do 50 mm oraz zastosowaniu wyłącznie katalizatora na nośnikach ceramicznych (granulki), impregnowanych tlenkami manganu oraz domieszkowanych tlenkami kobaltu, chromu i promowanych tlenkiem samaru. Siatki stalowo-ceramiczno-platynowe, których zawartość jest oceniana na 5% objętości komory katalitycznej, służyły jedynie do utrzymania integralności łoża. Rys. 10 przedstawia wyniki tego eksperymentu. Faza rozgrzewania łoża katalitycznego, charakterystyczna dla poprzednich testów, była w tym przypadku praktycznie niezauważalna. Zapłon nastąpił po 0,4 s. Przebieg ciągu i ciśnienia w komorze w funkcji czasu był stabilny.

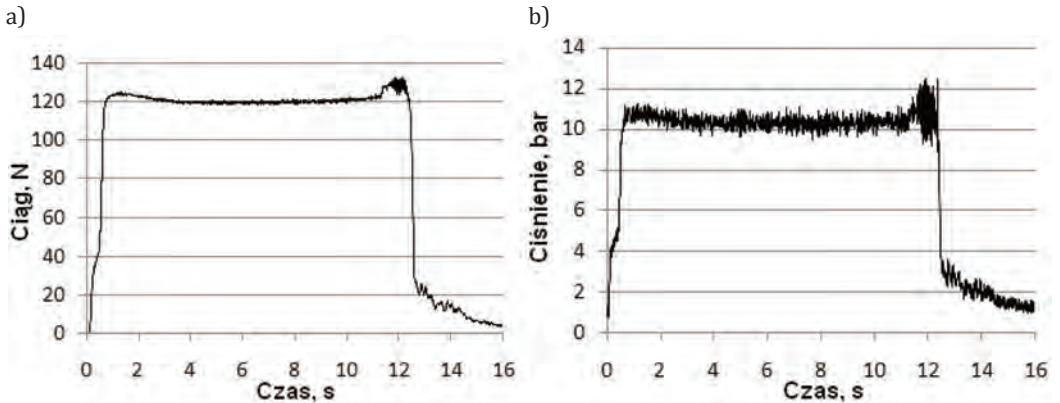


Rys. 10. 50 mm komora katalityczna, 95% siatek stalowo-ceramiczno-platynowych, 5% granulek  $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{Mn}_x\text{O}_y + \text{Fe}$ : a) ciąg, b) ciśnienie

Test silnika, którego wyniki przedstawia rys. 11, został przeprowadzony z użyciem tego samego łoża katalitycznego, jak w poprzednim przypadku. Katalizator również pozostał ten sam.

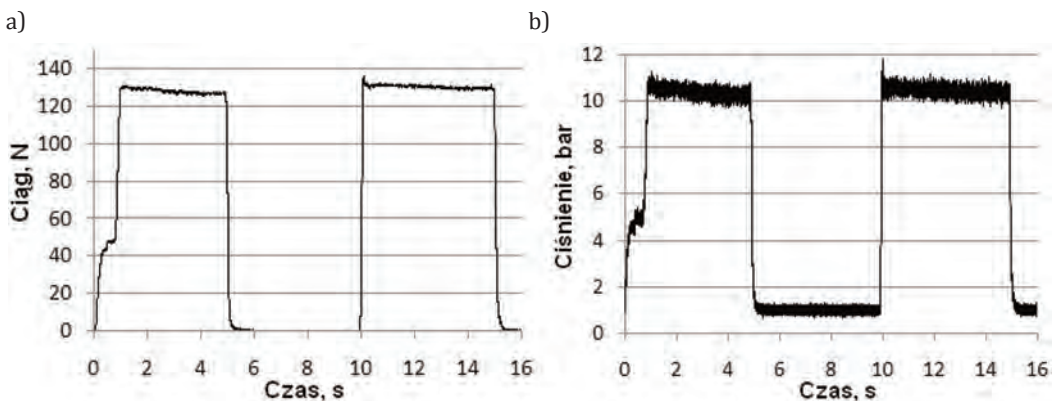


Doświadczenie miało na celu, między innymi, ocenę aktywności katalizatora po jednym cyklu pracy w środowisku nadtlenku wodoru. Ciśnienie zasilania utleniacza (w zbiorniku testowym) zostało podniesione do 1,4 MPa (o 0,2 MPa w porównaniu do poprzednich testów). Wzrost ciśnienia zasilania i związany z tym wzrost wydatku utleniacza spowodował zwiększenie wartości ciśnienia w komorze a także ciągu silnika. Opóźnienie zapłonu wyniosło 0,5 s – wartość porównywalna z poprzednim testem.

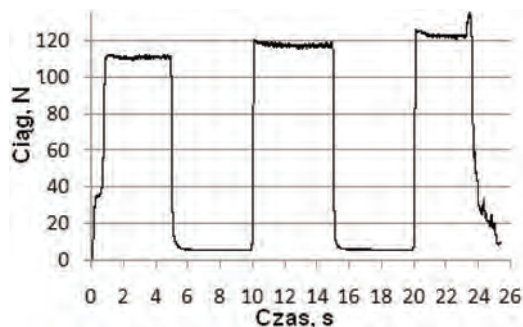


Rys. 11. 50 mm komora katalityczna, 95% siatek stalowo-ceramiczno-platynowych, 5% granulek  $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{Mn}_x\text{O}_y + \text{Fe}$ : a) ciąg, b) ciśnienie

Na rys. 12 i 13 przedstawiono wyniki prób silnika hybrydowego, mających na celu zbadanie zdolności do ponownego uruchomienia (podstawowe wymaganie, stawiane silnikom rakietowym, przeznaczonym do napędu pojazdów kosmicznych). W tym celu przygotowano kolejno dwie (rys. 12) oraz trzy (rys. 13) sekwencje uruchomienia silnika, trwające po 5 sekund oraz oddzielone 5-sekundowymi przerwami. W obu przypadkach zauważalna jest charakterystyczna faza rozgrzewania się łoża katalitycznego, występująca podczas pierwszego uruchomienia silnika (zimny start). Zapłon następuje w obu przypadkach po 0,7 s od chwili otwarcia zaworu utleniacza. Po zamknięciu zaworu silnik natychmiast przestaje pracować. Ponowne otwarcie zaworu utleniacza natychmiast uruchamia silnik, który po czasie krótszym niż 0,1 s osiąga maksymalną wartość siły ciągu.



Rys. 12. Wyniki testu ponownego uruchomienia silnika hybrydowego: a) ciąg, b) ciśnienie



Rys. 13. Ciąg silnika hybrydowego w próbie dwukrotnego ponownego uruchomienia

## WNIOSKI

W artykule zaprezentowano wyniki badań raketowego silnika hybrydowego – demonstratora technologii – wykorzystującego ekologiczne materiały pędne. Uwagę skupiono na zagadnieniu samoczynnego zapłonu stałego paliwa w kontakcie z mieszaniną gorących gazów (tlenu i przegrzanej pary wodnej) – produktów rozkładu 98% nadtlenku wodoru. W badaniach wykorzystano różne konfiguracje komór katalitycznych, jak również różne rodzaje katalizatorów rozkładu  $H_2O_2$ . Poprzez kolejne modyfikacje konfiguracji łoża katalitycznego, bez dokonywania zmian w sekcji komory spalania i stałego paliwa, uzyskano znaczące postępy, do których należą: skrócenie komory katalitycznej z początkowych 200 mm do 50 mm z jednoczesnym skróceniem czasu opóźnienia zapłonu z początkowych 3,5 s do 0,5 s. Takie rezultaty osiągnięto dzięki zastosowaniu zaawansowanych katalizatorów rozkładu nadtlenku wodoru (wytwarzanych w Instytucie Lotnictwa) na nośnikach ceramicznych, opartych na tlenkach glinu, z fazą aktywną w postaci tlenków manganu oraz domieszkowanych i promowanych tlenkami żelaza, kobaltu, chromu i samaru.

## LITERATURA

- [1] Caro, R. I., Bellerby, J. M., Kronfli, E. (2006). Characterization and Thermal Decomposition Studies of a Hydroxy Terminated Polyether (HTPE) Copolymer and Binder for Composite Rocket Propellants.
- [2] Gordon, S., McBride, B. (1994). Chemical Equilibrium with Applications. Cleveland: NASA Glenn Research Center.
- [3] Peroxide Propulsion. (2007). Ceramic platinum catalyst. Pobrano z lokalizacji Peroxide Propulsion: <http://www.peroxidepropulsion.com/article/7>.
- [4] Rockedyne. (1967). Hydrogen Peroxide Handbook. Rockedyne, Chemical and Material Science Department, Canoga Park, California.
- [5] Shanks, R., Hudson, M. K. (2000). A Labscale Hybrid Rocket Motor for Instrumentation Studies. Journal of Pyro-technics, 11.
- [6] Sutton, G. P., Biblarz, O. (2001). Rocket Propulsion Elements Seventh Edition. John Wiley & Sons, Inc.
- [7] Zilliac, G., Karabeyoglu, M. A. (2006). Hybrid Rocket Fuel Regression Rate Data and Modeling. AIAA 2006-4504.

PAWEŁ SURMACZ, GRZEGORZ RARATA

## RESEARCH AND DEVELOPMENT OF A HYBRID ROCKET ENGINE TECHNOLOGY DEMONSTRATOR UTILIZING 98% HYDROGEN PEROXIDE AS OXIDIZER

### *Abstract*

*The Project, presented in the paper, is a part of the Hybrid Rocket Engine Development Program, which has been initiated in the Institute of Aviation in 2012. A small 100÷140 N hybrid engine technology demonstrator has been built and tested. The solid fuel, used for the engine, is HTPB – Hydroxyl-terminated Polybutadiene. It was casted and cured in the Propellant Laboratory. The oxidizer was 98% hydrogen peroxide HTP-class, prepared in-house. A catalyst changes liquid HTP into hot gas (up to 950°C) mixture of oxygen and steam. The catalyst bed replaces any ignition device. Hot HTP decomposition products, containing 47% of oxygen – by mass – makes the engine self-ignitable.*

*The paper contains results of the investigation: engine thrust and the catalyst bed aft end pressure. On the basis of these results as well as video recordings, the ignition delay is estimated.*

*Keywords: hydrogen peroxide, HTPB,  $H_2O_2$  decomposition catalyst, ignition, hybrid rocket engine.*